

국부연소 현상을 고려한 하이브리드로켓의 성능예측 기법연구

조민경* · 허준영* · 박형주* · 김진곤** · 문희장** · 성홍계**

Performance Prediction Method of Hybrid Rocket Motors with Local Variance of Combustion

Mingyung Cho* · Junyoung Heo* · Hyungju Park*
Jinkon Kim** · Heejang Moon** · Hong-Gye Sung**

ABSTRACT

A unsteady internal ballistic analysis model was proposed to take account for the variance of local variance of pressure and velocity along the grain surface of a hybrid rocket combustor. The model of concern in the study was fairly comparable with the test result. The local variation of the oxidizer mass flow rate along grain surface results in chamber pressure, regression rate, and gas velocity change along its flow direction.

초 록

본 연구에서는 연소실의 축방향 압력과 속도변화를 도출할 수 있는 비정상 내탄도 해석모델을 개발하고 이를 바탕으로 산화제 변화에 따른 연소실 압력분포 변화를 해석할 수 있다. 개발 모델을 위하여 연소실 전후단의 압력을 측정된 실험결과와 해석결과를 비교하여 실험과 해석결과가 유사함을 확인하였다. 하류방향으로 산화제 유량이 변하고 이는 연소실 압력 및 후퇴율, 연소가스 유속의 변화에 영향을 미침을 고찰하였다.

Key Words: Hybrid Rocket(하이브리드 로켓), Performance Prediction(성능예측), Local Regression rate (국부 후퇴율)

1. 서 론

하이브리드 로켓은 산화제와 연료가 분리되어 있는 형태로 연료 표면위에 형성되는 확산화염에서 연소가 발생한다[1]. 화염면의 발달과 산화

제 및 연소가스 유량의 변화로 인해 연소실 축방향 연소 특성이 달라지기 때문에 연소실 전체를 단일 변수로 보는 해석모델의 경우 하이브리드 로켓의 연소특성을 예측하는데 한계가 있다.

본 연구에서는 하이브리드 로켓 모터의 연소실 축방향 유동을 고려한 해석 기법을 연구하였다. 연소실 내 압력변화를 계산하기위해 준 정상상태를 가정하였으며 화학평형 열역학 데이터를 해석하기 위해 CEA를 이용하였다. 성능예측결과

* 학생회원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

** 종신회원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부
연락처, E-mail: hgsung@kau.ac.kr

를 실험 데이터와 비교하여 성능 예측기법의 정확도를 평가하였으며 산화제 유량 변화에 따른 연소실 축방향의 압력변화 및 유속변화를 조사하였다.

2. 지배 방정식

2.1 연속 방정식

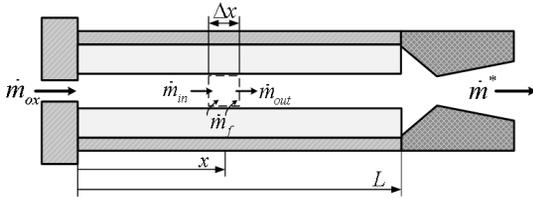


Fig. 1. Schematic of a hybrid rocket motor

Figure 1과 같이 연소실 그레인에 미소체적을 설정하고 연속방정식을 적용하면[2] 연속 방정식은 산화제, 연소가스, 연료의 질량유량의 유출입으로 식(1)과 같이 구성된다.

$$\frac{dm}{dt} = \dot{m}_{in} + \dot{m}_f - \dot{m}_{out} \quad (1)$$

미소체적을 출입 하는 기체들이 모두 이상기체라고 가정한다. 이 때 온도 변화에 의한 연소가스 질량 변화는 무시된다[3].

$$\frac{dm}{dt} = \frac{d}{dt} \left(\frac{PV}{RT} \right) = \frac{V}{RT} \frac{dP}{dt} + \frac{P}{RT} \frac{dV}{dt} \quad (2)$$

연소가스의 체적 변화는 연료 후퇴율에 의한 연료 그레인의 확공으로 표현 될 수 있다[4].

$$\frac{dV}{dt} = \rho_g \dot{r} A_b \quad (3)$$

Equation (3)을 Eq. (2)에 적용하면 연속방정식을 압력의 시간에 대한 변화율로 나타낼 수 있다.

$$\frac{dp}{dt} = \frac{RT}{V} (\dot{m}_{x,in} - \dot{m}_{x,out} + \dot{m}_f - \rho_g \dot{r} A_b) \quad (4)$$

2.1.1. 미소체적 출입 유량

미소체적을 빠져나가는 유량은 정상상태의 경우 질량 보존식을 이용하여 구할 수 있다.

$$\dot{m}_{out} = \dot{m}_{in} + \dot{m}_f \quad (5)$$

비정상상태의 경우 연소실내 질량 유량은 연소실로 공급되는 산화제의 유량과 초경 상태에서 노즐목을 빠져나가는 유량에 영향을 받으며

로 연소실 내 연소가스의 유동은 이 두 유량에 대한 함수라고 가정할 수 있다. 따라서 미소체적을 빠져나오는 유량 계산에 Lagrange 보간 다항식을 적용한다.

$$\dot{m}_{out} = \frac{L-x}{L} \dot{m}_{ox,p} + \frac{x}{L} \dot{m}^* \quad (6)$$

2.1.2. 연료 유량

연소가 진행됨에 따라 연료면이 후퇴하면서 미소체적 내부로 연료가 공급이 된다. 미소체적 내 공급되는 연료의 질량 유량은 포트의 형상과 연료의 후퇴율로 나타낼 수 있다.

$$\dot{m}_f = \rho_f \dot{r} A_p \Delta x \quad (7)$$

2.2 운동량 및 에너지 방정식

준 정상상태에서 하이브리드 추진 시스템 전반에 걸쳐 운동량 방정식을 적용하면 Eq. (7) 과 같이 추력을 계산할 수 있으며 연소실 및 노즐에 걸친 에너지 방정식은 단열, 가역과정 가정시 연속방정식과 동일한 형태가 된다.

$$F = \lambda_{ox} \dot{m} v_j + (P_e - P_a) A_e \quad (8)$$

2.3 화학 평형 해석

하이브리드 로켓의 연소는 연료 표면위에 형성되는 확산화염영역에서 대부분 이뤄진다. 확산화염은 산화제와 연료의 당량비가 1에 가까운 지점에서 형성된다고 할 수 있으므로[5], 당량비가 1보다 작은 경우 미소체적에 공급되는 연료의 양을 기준으로 이론연소가 이뤄진다고 가정한다. 노즐에서는 화학반응 없이 Frozen flow 상태로 연소가스가 빠져나감을 가정한다. 미소체적 내 기체는 연소가스와 산화제의 혼합기체로 가정하여 미소체적 내 연소가스와 산화제의 질량분율 (χ_{ox}, χ_g)을 구해 기체의 상태량을 도출 한다.

$$MW = \frac{1}{\chi_{ox} MW_{ox} + \chi_g MW_g} \quad (9)$$

$$\gamma = \chi_{ox} \gamma_{ox} + \chi_g \gamma_g \quad (10)$$

연소가스의 화학평형 해석과 연소실 온도와 압력 변화에 따른 산화제의 물성치 변화는 Gordon and McBrid에 의해 개발된 CEA 코드를 이용하였다[6].

3. 해석 기법

해석 과정은 크게 연소 과정, blow-out 과정, 노즐 유동해석으로 나뉜다. 미소 체적 내 압력 변화는 4차 Runge-Kutta 방법을 이용하여 지배방정식(Eq. (4))를 수치해석하며 CEA, Dalton의 압력가산 법칙과 Amagat의 체적가산 법칙을 이용하여 미소체적 내 혼합기체의 물성치를 계산한다. blow-out과정에서는 추진제의 질량공급이 없으므로 $\dot{m}_{ox}=0$, $\dot{m}_f=0$ 으로 하여 시간에 따른 연소실 압력 변화를 구하며 연소과정 해석과 동일한 방법으로 압력변화를 계산한다. 연소실 압력이 대기압과 같아지는 시점에서 계산을 종료한다.

4. 해석모델 검증

해석 모델의 검증을 위해 PE/GOX를 추진제로 이용한 하이브리드 로켓 연소 실험의 결과와 해석결과를 비교하였다. 실험에서 산화제는 일정하게 공급되었으며 연소시간은 10초이다. 실험에 사용한 연료와 노즐의 형상은 Table 1과 같다.

Table 1. Specification of a test motor

Input parameter	Value
Nozzle	
throat diameter (mm)	9
expansion ratio	2.42
expansion angle (degree)	15
Fuel grain	
number of ports	1
length (mm)	150
diameter (mm)	20

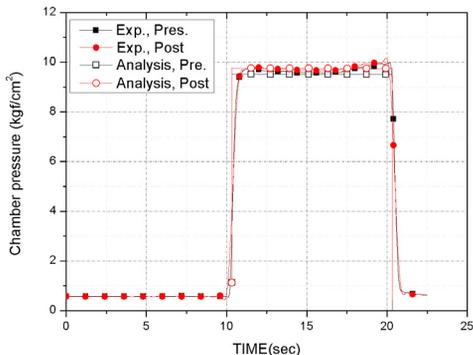


Fig. 2. Chamber pressure vs. operation time of a test motor.

Figure 2는 실험에서 측정된 연소실 전후단의 압력 데이터를 필터링한 결과와 본 연구의 내탄도 해석결과를 비교한 그래프이다.

해석 결과에 적용된 연소효율은 85.8%이며, 비교결과 실험과 해석 결과가 유사함을 알 수 있다. 해석결과 비교 시 연소효율($\eta_{C_{eff}}^*$)을 적용하였으며, 본 연구에서 적용한 연소효율은 다음과 같이 정의하였다[7].

$$\eta_{C_{eff}}^* = \frac{C_{actual}^*}{C_{theoretical}^*} \quad (11)$$

5. 해석 결과

하이브리드 로켓에서 산화제의 유량은 연료의 유량과 연소 반응 특성을 결정한다. Table 2는 Table 1의 하이브리드 로켓 모터 연소실험 시 연소실로 공급된 산화제의 유량이다. 각 실험결과와 해석결과를 비교·검증하였으며 산화제 유량 변화에 따른 연소실 축방향의 압력과 유속 변화 및 후퇴율 변화를 고찰하였다.

Table 2. Oxidizer mass flow rate of tests

Test 1	Test 2	Test 3	Test 4
0.0417kg/s	0.02538kg/s	0.01397kg/s	0.01642kg/s
Test 5	Test 6	Test 7	
0.01812kg/s	0.03413kg/s	0.01209kg/s	

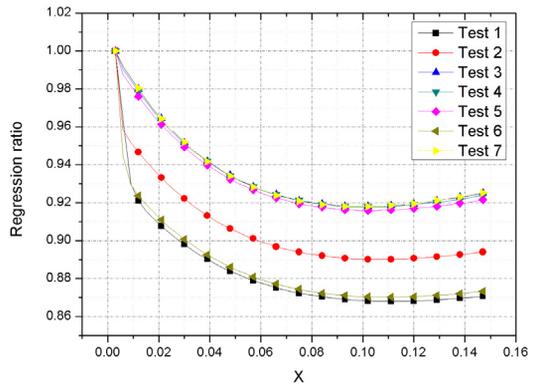


Fig. 3 Regression rate along the grain

본 연구에서는 선행연구에서 제시된 국부 후퇴율식[8]을 이용하였으며 Fig.3은 각 실험 조건에서 국부 후퇴율 변화율을 나타낸 것이다. 유량이 커짐에 따라 국부 후퇴율의 변화량은 커지며

연소실 후단으로 가면서 미소하게 증가한다. 연구에서 이용한 국부 후퇴율은 후퇴율이 연소가스의 질량유량에 비례하고 거리의 지수함수에 비례한다고 보기 때문에 연소실 앞단에서의 후퇴율이 가장 큰 것을 알 수 있다.

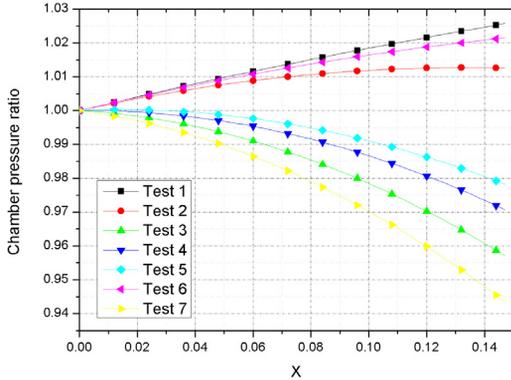


Fig. 4. Chamber pressure along the grain

산화제 유량 변화에 따른 연소실 축방향 압력 변화를 비교하기 위해 연소실 축방향 압력 변화를 계산하여 각 해석결과를 비교하였다. 저유량의 경우 축방향으로 연소실 압력이 감소하며 유량이 증가할수록 압력감소 폭은 감소한다. 그러나 산화제 유량이 일정량 이상으로 증가하면 연소실 압력은 연소실 후단으로 갈수록 증가하고 이러한 경향은 산화제 유량이 증가할수록 커진다(Fig. 4).

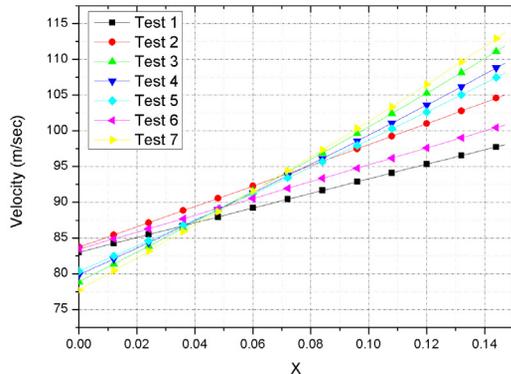


Fig. 5. Gas velocity along the grain

연소실내 유속의 변화를 보면 산화제의 유량이 고유량인 경우보다 저유량인 경우에 유속의

변화가 더 크게 나타나는 것을 볼 수 있다(Fig. 5). 이러한 해석 결과를 바탕으로 볼 때 연소로 인해 미소체적으로 공급되는 열량이 산화제의 공급유량이 적은 경우에는 연소가스의 속도증가에 모두 기여하지만 산화제의 공급유량이 큰 경우에는 공급열량 일부가 연소실 엔탈피 상승에 기여하여 미소체적 내 정압이 상승한 것(Fig. 4)으로 볼 수 있다. 실제 연소 현상의 경우 연소실내의 압력 증가가 발생할 경우 역유동이 발생하게 되므로 연소실내 압력 진동이 발생할 것으로 예상할 수 있다. 이러한 산화제의 고유량 공급에 따른 연소실 축방향 진동 발생은 선행연구에서 언급된바 있다[9].

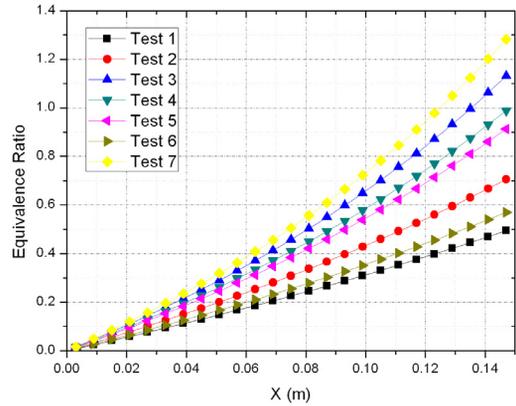


Fig. 6 Equivalence ratio along the grain

Figure 6은 미소체적 내 총 당량비 변화를 나타낸다. 저유량인 경우 연소실 입구에서는 매우 희박연소 범주에 있다가 하류로 갈수록 이론 당량비에 접근하는 반면 고유량인 경우 당량비가 하류로 갈수록 증가하지만 희박연소에 가까운 것을 알 수 있다.

6. 결 론

연소실 축방향 유동을 고려한 비정상 모델을 이용하여 하이브리드 내탄도 해석 프로그램을 개발하고 검증하였다. 산화제 공급유량 변화에 따른 연소실의 축방향 후퇴율, 압력, 유속, 축방향 당량비 변화를 분석하여 산화제 공급유량에 따른 연소특성을 고찰하였다. 연료의 후퇴율은 연소실 앞단에서 가장 큰 값을 가지며 산화제의

공급유량이 커질수록 후퇴율의 감소폭은 커진다. 산화제 공급 유량이 증가함에 따라 연소실 축방향의 압력감소폭은 줄어들지만, 산화제 공급유량이 일정량 이상이 되면 연소실 축방향으로 압력이 증가한다. 이러한 결과는 산화제 공급 유량이 많은 경우 연소실로 공급되는 열량이 미소체적 내 엔탈피 증가에 기여하여 정압이 증가하는 것으로 보인다. 이러한 축방향 정압증가는 실제 하이브리드 로켓 모터 연소시 연소실 축방향 압력 진동으로 나타날 것으로 추측된다.

7. 후 기

본 논문은 2007년도 정부(교육과학기술부)의 재원으로 한국과학재단의 국가지정연구실사업으로 수행된 연구임(No. R0A-2007-000-10034-0(2007)).

참 고 문 헌

1. Sutton, G. P., "Rocket Propulsion Elements, 7th ed.", John Wiley & Sons Inc., 2001
2. 조민경, 허준영, 성홍계, "침식연소를 고려한 고체로켓의 비정상 내탄도 해석 기법", 한국추진공학회지, 2009
3. Heister, S. D. and Landsbaum, E. M., "Analysis of Ballistic Anomalies in Solid Rocket Motors." *Journal of propulsion and power*, Vol. 7, No. 6, 1991, pp. 887-893.
4. 윤창진, 송나영, 유우준, 문희장, 김진곤, 성홍계, "PE-GOX 하이브리드 모터의 연소특성 및 성능예측 기법: Part 2, 연소특성", 한국추진공학회 추계학술대회, 2006
5. K. K. Kou, "Principles of Combustion, 2nd ed.", John Wiley & Sons Inc., 2005
6. Gordon, S. and McBride, B. J., "Computer Program of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications." NASA Reference Publication 1311, 1994.
7. T. L. Connell, Jr., S. A. Santi1, "Experiment and Semi-Empirical Modeling of Lab-Scale Hybrid Rocket Performance", 45th AIAA Conference, 2009
8. G. Zilliac, M. A. Karabeyoglu, "Hybrid Rocket Fuel Regression Rate Data and Modeling", 42th AIAA Conference, 2006
9. R. M. Jenkins, J. R. Cook, "A Preliminary Analysis of Low Frequency Pressure Oscillations in Hybrid Rocket Motors", 31th AIAA Conference, 1995